

МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

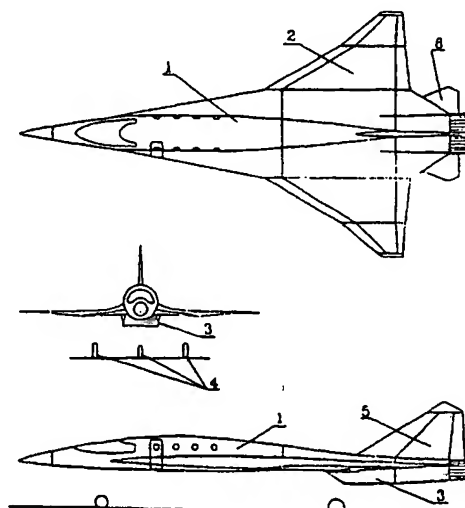
(51) Международная классификация изобретения ⁶ : B64C 30/00, 3/10	A1	(11) Номер международной публикации: WO 97/30444 (43) Дата международной публикации: 16 июля 1998 (16.07.98)
(21) Номер международной заявки: PCT/RU97/00001 (22) Дата международной подачи: 8 января 1997 (08.01.97) (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): ЙЕЛСТАУН КОРПОРЕЙШН Н.В. (NL/NL); de Ruyterkade 58A, Curacao (NL) [YALESTOWN CORPORATION N.V., Curacao (NL)]. (72) Изобретатели; и (75) Изобретатели / Заявители (только для US): КА-ЖАН Вячеслав Геннадьевич [RU/RU]; 140160, Жуковский, Московской обл., ул. Федотова, д. 3, кв. 172 (RU) [KAZHAN, Vyacheslav Gennadievich, Zhukovsky (RU)]. ДУНАЕВСКИЙ Андрей Игоревич [RU/RU]; 140160, Жуковский, Московской обл., ул. Лацкова, д. 4, корп. 2, кв. 91 (RU) [DUNAEVSKY, Andrei Igorevich, Zhukovsky (RU)].		(74) Агент: СУХОРОСОВ Сергей Юрьевич; 103104, Москва, Центр, а/я 19 (RU) [SUKHOROSOV, Sergei Jurievich, Moscow (RU)]. (81) Указанные государства: AL, AM, AT, AU, AZ, BB, BG, BR, BY, CA, CH, CN, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, GB, GE, HU, IL, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MD, MG, MK, MN, MW, MX, NO, NZ, PL, PT, RO, RU, SD, SE, SG, SI, SK, TJ, TM, TR, TT, UA, UG, US, UZ, VN, евразийский патент (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE), патент ARIPO (KE, LS, MW, SD, SZ, UG), патент OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, ML, MR, NE, SN, TD, TG). Опубликовано С отчетом о международном поиске.

(54) Title: SUPERSONIC AIRCRAFT

(54) Название изобретения: СВЕРХЗВУКОВОЙ САМОЛЁТ

(57) Abstract

The invention relates essentially to long-haul business aircraft, designed to be used for business trips by heads of state, municipal bodies, large companies, business people and so on, as well as for the urgent delivery of light cargo, with the intent to save substantial amounts of time, in all circumstances, compared with other forms of transport. The essence of the invention consists in a supersonic business aircraft whose aerodynamic design results in a lighter aircraft structure, and the attainment of high performance levels during cruising; the aircraft can also employ the same aerodromes used by subsonic craft. The fuselage is integrated with the wing system, and the middle frame section is substantially round. The engines are disposed in a single engine nacelle, which is integrated with the tail section of the fuselage; the fuselage does not extend beyond the engine nozzle. The vents are located under the wing section, and their forward edges disposed at a distance of 0.6...0.8 of the length of the fuselage commencing from its nose. The lower surface of the nacelle is more or less equidistant from the lower surface of the wing, and the transverse surfaces are disposed parallel to the aircraft's plane of symmetry. Each half-wing comprises three portions; the relative spans of the root and intervening wing portions are fractions of half the wing span, and have values of 0.2...0.35 respectively at the points of fracture. The sweep angles at the forward edge, commencing with the leading edge of the wing, are 70°-82° for the root portion, 55°-65° for the intervening portion, and 35°-55° for the end portion. The sweep of the rear edge of the end and root portions is nearly nil, and the value of the root wing span is 0.8...1.0 of the length of the fuselage. The flying time of the aircraft over a distance of 6000 km does not exceed 4 hours, and operating costs are comparable to those of subsonic craft. The aircraft can take off and land from the same aerodromes as subsonic models.



Изобретение относится преимущественно к административным (деловым) самолетам большой дальности, предназначенным для совершения деловых поездок руководителями государств, муниципальных органов, крупных предприятий, бизнесменами и т.д., а также для экстренной доставки небольших грузов с целью экономии времени во всех случаях, по сравнению с использованием других транспортных средств.

Сущностью изобретения является сверхзвуковой административный самолет с аэродинамической компоновкой, обеспечивающей снижение веса конструкции самолета, достижение высоких характеристик как в крейсерском полете, так и возможности эксплуатации с аэродромов, используемых для базирования дозвуковых аналогов. Фюзеляж самолета интегрирован с крылом, форма его миделевого сечения близка к круглой, двигатели размещены в единой мотогондоле, интегрированной с хвостовой частью фюзеляжа, при этом фюзеляж не выступает за сопла двигателей, воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки находятся на расстоянии 0,6...0,8 длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка, нижняя поверхность мотогондолы практически эквидистантна нижней поверхности крыла, а боковые поверхности выполнены параллельными плоскости симметрии самолета, каждая половина крыла выполнена из трех секций, причем относительные размахи корневой и промежуточной секций крыла в долях полуразмаха крыла в точках излома составляют значения 0,2...0,35 и 0,6...0,75 соответственно, углы стреловидности по передней кромке, начиная от носика крыла, составляют 70°-82° для корневой секции, 55°-65° для промежуточной секции и 35°-55° для концевой секции, стреловидности задних кромок концевой и корневой секций близки к нулевым, а величина корневой хорды крыла составляет значение 0,8...1,0 длины фюзеляжа.

Полетное время самолета при полете на расстояние 6000 км не превысит 4 часов, затраты на эксплуатацию будут находиться на уровне дозвуковых аналогов, а для взлета и посадки могут использоваться те же аэродромы.

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BB	Барбадос	GA	Габон	NE	Нигер
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NL	Нидерланды
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NO	Норвегия
BG	Болгария	GR	Греция	NZ	Новая Зеландия
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PL	Польша
BR	Бразилия	IE	Ирландия	PT	Португалия
CA	Канада	IT	Италия	RO	Румыния
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	RU	Российская Федерация
BY	Беларусь	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SD	Судан
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SI	Словения
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SK	Словакия
CM	Камерун	LK	Шри-Ланка	SN	Сенегал
CN	Китай	LU	Люксембург	TD	Чад
CS	Чехословакия	LV	Латвия	TG	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Малагастар	US	Соединенные Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	UZ	Узбекистан
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам

СВЕРХЗВУКОВОЙ САМОЛЕТ.

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ.

Изобретение относится преимущественно к административным
5 (деловым) самолетам большой дальности, предназначенным для совершения
деловых поездок руководителями государств, муниципальных органов,
крупных предприятий, бизнесменами и т.д., а также для экстренной доставки
небольших грузов с целью экономии времени во всех случаях, по сравнению с
использованием других транспортных средств.

10

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ.

Все существующие административные самолеты имеют дозвуковые
скорости полета. При перелете на расстояние 6000...7500 км дальние
дозвуковые самолеты типа "Фалькон", "Челенджер", "Гольфстрим" и др.,
15 затрачивают почти 10 летных часов. для снижения физиологических и
психологических нагрузок, действующих на пассажиров в столь
продолжительном полете, эти летательные аппараты (ЛА) оборудованы
комфортабельными салонами, габариты которых обеспечивают возможность
передвижения по салону в полный рост.

Принимая во внимание, что вся деловая поездка на расстояние
20 6000...7500 км, с учетом необходимого для отдыха времени, занимает 2..3 дня,
представляется весьма актуальным обеспечение возможности совершения
однодневных деловых поездок, когда отбывая из дома утром, днем можно
провести совещание в месте прилета и вечером возвратиться домой. Такой
25 режим поездки облегчит пассажиру физиологическую переносимость полета,
не нарушит привычный ритм жизни и не потребует непроизводительных
затрат времени на адаптацию к местному времени в пунктах прибытия и
возвращения. Решение этой задачи возможно при создании сверхзвуковых
деловых самолетов с крейсерской скоростью полета 1900...2100 км/час.

30 Известен проект сверхзвукового административного самолета С-21,
разрабатываемый ОКБ им. П.О.Сухого совместно с американской фирмой
"Гольфстрим" (см. "Московский международный аэрокосмический салон",
Москва, изд-во "Афрус", ИПТК "Логос", 1995 г.). Как указывается в
источнике, С-21 имеет взлетный вес около 52 т. и рассчитан на перевозку 8...10
35 пассажиров на дальность до 7400 км. Самолет имеет аэродинамическую

компоновку, содержащую фюзеляж, значительно выступающий перед крылом, с двойной стреловидностью по передней кромке, цельноповоротное переднее горизонтальное оперение, однокилевое вертикальное оперение и три мотогондолы двигателей, две из которых расположены под крылом, а третья -
5 в хвостовой части фюзеляжа. Максимальные габариты пассажирского салона самолета С-21 в поперечном сечении составляют по высоте - 1,86 м, по ширине - 1,6 м.

Однако, высокий уровень звукового удара (более 45 Па) не позволяет осуществлять полеты над сушей на сверхзвуковой скорости. В связи с этим
10 область использования С-21 как сверхзвукового самолета ограничена полетами через океан. Кроме того, эксплуатационные затраты для С-21 более чем в два раза превышают затраты для дозвуковых аналогов вследствие его существенно большей стоимости (40...50 млн. долларов вместо 18...25 млн. долларов) и примерно втрое большего расхода топлива.

Наиболее близким к предполагаемому изобретению является сверхзвуковой самолет с крылом большей стреловидности (см. Патент США №4828204, 1989 г.), содержащий фюзеляж, передняя секция которого расположена перед крылом, центральная секция конструктивно объединена с крылом, задняя секция фюзеляжа выступает за заднюю кромку крыла.
20 Передняя секция фюзеляжа и часть его центральной секции имеют наклоненные вовнутрь боковые стенки, образующие в продольном направлении поверхность с одинарной кривизной. Центральная секция имеет нижнюю поверхность, сочлененную с нижней поверхностью крыла таким образом, что фюзеляж нигде не выступает ниже крыла. Две гондолы
25 двигателей, установленные на нижней поверхности крыла по обе стороны фюзеляжа, имеют воздухозаборники, расположенные позади передней кромки крыла. Самолет содержит два вертикальных киля, каждый из которых установлен вблизи соответствующего конца крыла, выше и ниже плоскости хорд. На каждом конце имеется дополнительная поверхность, которая может
30 поворачиваться относительно поперечной оси, обеспечивая управление самолета по крену и тангажу.

Очевидно, аэродинамическая компоновка оптимизирована под сверхзвуковой крейсерский режим полета, в связи с чем крыло самолета имеет малое удлинение и площадь. Как следствие - ухудшение взлетности

посадочных характеристик самолета, по сравнению с дозвуковыми аналогами. Ввиду того, что количество ВПП пригодных для эксплуатации самолетов уменьшается с ростом потребной длины ВПП, а время поездки до аэродрома возрастает, суммарные временные издержки на поездку, даже при
5 сверхзвуковой скорости полета, снижаются незначительно.

Для размещения относительно большого количества топлива фюзеляж имеет большую длину. В результате, его смачиваемая поверхность а, следовательно, его аэродинамическое сопротивление, и вес конструкции возрастают. Трапецевидная форма поперечного сечения фюзеляжа
10 нерациональна с точки зрения работы конструкции на избыточное давление внутри фюзеляжа, что также увеличивает вес его конструкции. Данная форма поперечного сечения также неоптимальна для обеспечения высокого комфорта пассажирам, т.к. максимальная ширина кабины должна находиться на уровне локтей, а не на уровне пола, как у прототипа.

Разнесенные по размаху крыла мотогондолы двигателей частично разгружают крыло, однако увеличивают примерно на 20% волновое сопротивление и примерно на 40% сопротивление трения мотогондол, что связано с формой самих гондол (площадь миделевого сечения мотогондолы примерно в 1,5 раза превышает площадь входа в воздухозаборник) и ростом
20 их смачиваемой поверхности по сравнению с компоновкой двигателей в единой интегрированной мотогондоле. Кроме того, применение разнесенных мотогондол усложняет задачу по обеспечению балансировки самолета при отказе одного из двигателей.

РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ.

25 Задачей данного изобретения является разработка сверхзвукового административного самолета с аэродинамической компоновкой, обеспечивающей снижение веса конструкции самолета, достижение высоких характеристик как в крейсерском полете, так и возможности эксплуатации с аэродромов, используемых для базирования дозвуковых аналогов.

30 Технический результат состоит в уменьшении смачиваемой поверхности самолета, снижении волнового сопротивления самолета, уменьшении относительного веса конструкции планера.

Технический результат достигается тем, что в сверхзвуковом самолете, содержащем фюзеляж, стреловидное крыло с механизацией, силовую

установку, состоящую из двух и более двигателей, шасси, вертикальное оперение, аэродинамические органы управления, систему управления, фюзеляж самолета интегрирован с крылом, форма его миделевого сечения близка к круглой, двигатели размещены в единой мотогондоле, интегрированной с хвостовой частью фюзеляжа, при этом фюзеляж не выступает за сопла двигателей, воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки находятся на расстоянии 0,6...0,8 длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка, нижняя поверхность мотогондолы выполнена максимально близкой к эквидистантной поверхности по отношению к нижней поверхности крыла, а боковые поверхности - практически параллельными плоскости симметрии самолета, каждая половина крыла выполнена из трех секций, причем величины относительных размахов корневой и промежуточной секций крыла в точках излома составляют значения 0,2...0,35 и 0,6...0,75 соответственно, углы стреловидности по передней кромке, начиная от носика крыла, составляют 70°-82° для корневой секции, 55°-65° для промежуточной секции и 35°-55° для концевой секции, стреловидности задних кромок концевой и промежуточных секций близки к нулевым ($\pm 10^\circ$), а величина корневой хорды крыла равна 0,8...1,0 длины фюзеляжа.

Возможно использование воздухозаборников двигателей с фиксированным углом клина сжатия при ограничении крейсерской скорости полета до числа $M=1,8$ (1900 км/час).

Таким образом, указанный результат достигается за счет интеграции основных элементов самолета, их рационального взаимного расположения, использования крыла сложной формы в плане с определенным соотношением параметров.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ.

На фиг.1 показан общий вид сверхзвукового самолета в трех проекциях. На фиг.2 изображена схема крыла самолета.

ЛУЧШИЙ ВАРИАНТ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ.

Самолет (см. Фиг.1) содержит фюзеляж 1, стреловидное крыло 2 с механизацией, объединенную для двух или более двигателей мотогондолу 3, интегрированную с хвостовой частью фюзеляжа, шасси 4, вертикальное оперение 5, аэродинамические органы управления 6 и систему управления.

Фюзеляж самолета интегрирован с крылом, форма его миделевого сечения близка к круглой. Двигатели размещены в единой мотогондоле, интегрированной с хвостовой частью фюзеляжа, при этом фюзеляж не выступает за сопла двигателей. Воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки (в зависимости от использования регулируемых или нерегулируемых клиньев сжатия воздухозаборников) находятся на расстоянии 0,6...0,8 длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка. Нижняя поверхность мотогондолы практически эквидистантна нижней поверхности крыла, а боковые поверхности - параллельны плоскости симметрии самолета.

В результате длина фюзеляжа уменьшается в 1,5...2,0 раза, максимальная площадь поперечного сечения с учетом мотогондол (мидель самолета) - более чем в 1,5 раза. Это позволяет снизить величину лобового сопротивления и вес конструкции. Снижение сопротивления и веса конструкции, в свою очередь, позволяет применить двигатели меньшей тяги с меньшими весом и размерами и меньшим расходом топлива.

Для компенсации потери объема фюзеляжа необходимого для размещения топлива, сохранения высоких несущих свойств как при сверхзвуковой, так и при дозвуковой скорости полета, минимизации омываемой поверхности и снижения веса конструкции каждая половина крыла самолета имеет три секции: корневую, промежуточную и концевую.

Корневая секция (см. Фиг.2) выполнена с большим углом стреловидности по передней кромке (70° - 82°), имеет относительный размах 0,2...0,35 полуразмаха крыла, при этом длина корневой хорды крыла равна или несколько меньше длины фюзеляжа по плоскости симметрии самолета. В результате увеличивается высота в корне крыла, что позволяет увеличить объемы для размещения топлива, реализовать "сверхзвуковое правило площадей", уменьшить вес силового набора. При увеличении угла стреловидности более 82° и уменьшении относительного размаха менее 0,2 корневая секция вырождается. При угле стреловидности менее 70° и относительном размахе более 0,35 эффект от увеличения строительной высоты и снижения волнового сопротивления становится меньшим, чем потери от увеличения площади крыла. Корневая секция заканчивается органом управления.

Промежуточная секция выполнена с углом стреловидности по передней кромке 55° - 65° , что является оптимальным для сверхзвукового полета. Стреловидность задней кромки близка к нулевой ($\pm 10^{\circ}$ C), что обеспечивает эффективную работу органов управления. Передняя и задняя кромки промежуточной секции стыкуются с передней и задней кромками корневой секции крыла без разрыва.

Концевая секция полукрыла относительно малой площади, параметры которой незначительно сказываются на весовые характеристики крыла и аэродинамические характеристики на режимах полета со сверхзвуковой скоростью, но в значительной степени влияют на аэродинамические характеристики на дозвуковых скоростях, включая взлетно-посадочные режимы, выполнена с углом стреловидности по передней кромке 35° - 55° и начинается с относительного размаха $0,6...0,75$. При угле стреловидности менее 35° ухудшаются характеристики устойчивости и управляемости на больших углах атаки (на взлетно-посадочных режимах). При размахе, большем $0,75$, эффект от концевой секции становится незначительным. Стреловидность задней кромки близка к нулевой ($\pm 10^{\circ}$ C). Передняя и задняя кромки концевой секции стыкуются соответственно с передней и задней кромками промежуточной секции крыла без разрыва.

Удлинение крыла равно $1,4...2,0$.

Для снижения веса мотогондолы, упрощения ее системы управления, применения более легких и дешевых конструкционных материалов, упрощения системы кондиционирования возможно применение воздухозаборника с фиксированным углом клина сжатия. Крейсерская скорость полета при этом будет ограничена числом $M=1,8$ (1900 км/час). В данном случае обеспечиваются достаточно высокие коэффициенты восстановления полного давления в воздухозаборнике, уменьшение температуры обшивки самолета до величины менее 90° C, что позволяет уменьшить почти на 20% длину воздухозаборника с воздухопроводом. При этом увеличение времени полета не превысит 10% .

Для предотвращения попадания посторонних предметов при движении самолета по аэродрому возможно применение дополнительных воздухозаборников двигателей над крылом по бокам фюзеляжа.

Остальные предметы, узлы и системы выполнены на основе известных принципов и методов проектирования.

Для подтверждения возможности реализации и оценки эффективности разработанной схемы самолета по предлагаемому изобретению были проведены проработки варианта административного самолета, рассчитанного на перевозку 6 пассажиров с высоким уровнем комфорта на расстояние 6000 км со сверхзвуковой скоростью полета, соответствующей числу $M=1,8$, при использовании для взлета и посадки аэродромов с длиной ВПП не более 1800 м.

Результаты проработок и расчетов показывают, что самолет имеет следующие геометрические параметры: длину - 22 м., размах крыла - 12 м., углы стреловидности по передней кромке составляют . Относительный размах корневой и центральной секций крыла в долях полуразмаха крыла в точках излома составляют соответственно, а удлинение крыла равно 1,55. В связи с небольшим временем полета - около 4 часов, поперечные размеры пассажирского салона уменьшены до высоты в проходе и максимальной ширины - около 1,5 м., что позволяет существенно снизить аэродинамическое сопротивление самолета и вес его конструкции. Воздухозаборники данного варианта выполнены с нерегулируемыми клиньями сжатия, в связи с чем их длина и, следовательно, вес конструкции уменьшены, а значение крейсерской скорости полета ограничено величиной, соответствующей числу $M=1,8$.

В указанной схеме обеспечивается максимальное аэродинамическое качество на сверхзвуковой скорости на уровне , а относительный вес планера - на уровне 19...20% от взлетного веса. В результате, при наличии на борту экипажа, шести пассажиров и багажа самолет обеспечивает дальность полета более 6300 км при взлетном весе менее 24 тонн. Потребная длина взлетно-посадочной полосы составляет значение 1800 м. По расчетам, стоимость эксплуатации такого самолета находится на уровне дозвуковых аналогов.

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ.

1. Сверхзвуковой самолет, содержащий фюзеляж, стреловидное крыло с механизацией, силовую установку, состоящую из двух и более двигателей, шасси, вертикальное оперение, аэродинамические органы управления, систему
5 управления, отличающийся тем, что фюзеляж самолета интегрирован с крылом, форма его миделевого сечения близка к круглой, двигатели размещены в единой мотогондоле, интегрированной с хвостовой частью фюзеляжа, при этом фюзеляж не выступает за сопла двигателей, воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки находятся
10 на расстоянии $0,6...0,8$ длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка, нижняя поверхность мотогондолы практически эквидистантна нижней поверхности крыла, а боковые поверхности выполнены параллельными плоскости симметрии самолета, каждая половина крыла выполнена из трех секций, причем величины относительных размахов корневой и промежуточной секций
15 крыла в долях полуразмаха крыла в точках излома составляют значения $0,2...0,35$ и $0,6...0,75$ соответственно, углы стреловидности по передней кромке, начиная от носика крыла, составляют 70° - 82° для корневой секции, 55° - 65° для промежуточной секции и 35° - 55° для концевой секции, стреловидности задних кромок концевой и корневой секций близки к нулевым, а величина корневой
20 хорды крыла равна $0,8...1,0$ длины фюзеляжа.

2. Сверхзвуковой самолет по пункту 1, отличающийся тем, что воздухозаборники двигателей выполнены с фиксированным углом клина сжатия.

1/2

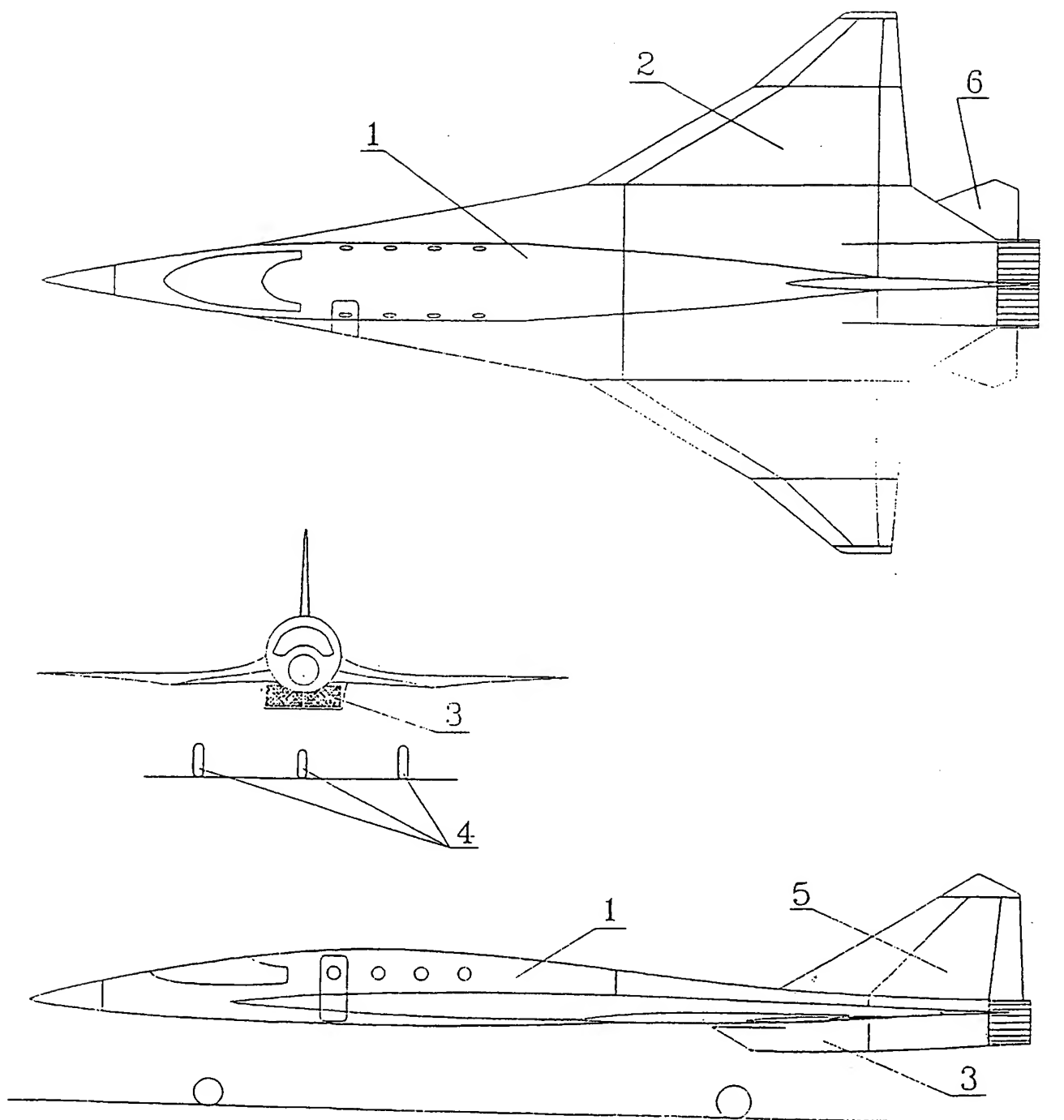


FIG.1

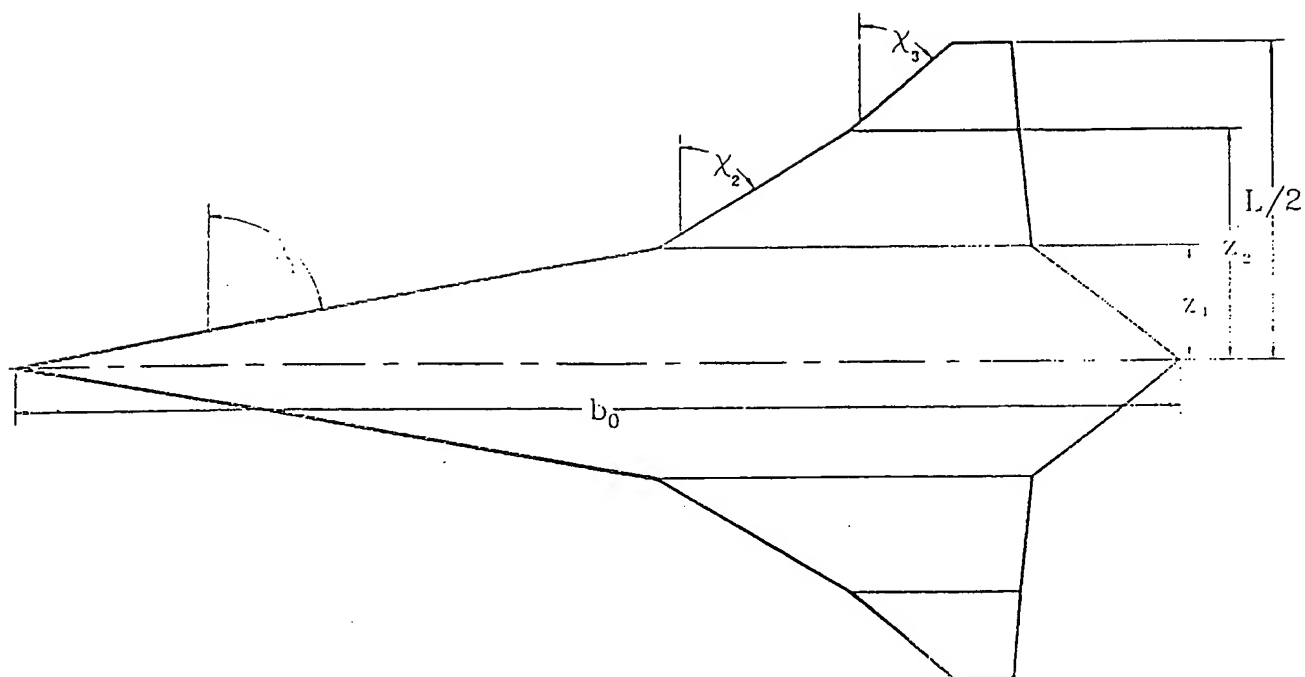


FIG.2

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Internauonal application No.

PCT/RU 97/00001

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

IPC6: B64C 30/00, 3/10

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC6: B64C 3/00-3/10, 30/00

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US, A, 4093156 (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION), 06 June 1978 (06.06.78)	1-2
A	EP, A1, 0630807 (THE BOEING COMPANY), 28 December 1994 (28.12.94), the claims nos. 1-48 fig. 1, columns 6-7 of the description.	1-2
A	RU, C1, 2036822 (AVIATIONSKY NAUCHNO-PROMYSHLENNY KOMPLEKS "OKB SUKHOGO"), 09 June 1995 (09.06.95)	1-2
A	RU, C1, 2063909 (GUNKO Jury Petrovich) 20 July 1996 (20.07.96)	1-2

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C.☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier document but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

13 March 1997 (13.03.97)

Date of mailing of the international search report

17 March 1997 (17.03.97)

Name and mailing address of the ISA/
RU

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка №

PCT/RU 97/00001

А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ:

B64C 30/00, 3/10

Согласно международной патентной классификации (МПК-6)

В. ОБЛАСТИ ПОИСКА:

Проверенный минимум документации (система классификации и индексы) МПК-6

B64C 3/00-3/10,30/00

Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:

Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если возможно, поисковые термины):

С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ

Категория	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту №
A	US, A, 4093156 (THE UNITED STATES OF AMERICA AS REPRESENTED BY THE ADMINISTRATOR OF THE NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION), 06 июня 1978 (06.06.78)	1-2
A	EP, A1, 0630807 (THE BOEING COMPANY), 28 декабря 1994 (28.12.94), п.п. 1-8 формулы, фиг. 1, колонки 6-7 описания	1-2
A	RU, C1, 2036822 (АВИАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ПРОМЫШЛЕННЫЙ КОМПЛЕКС "ОКБ СУХОГО"), 09 июня 1995 (09.06.95)	1-2
A	RU, C1, 2063909 (ГУНЬКО Юрий Петрович), 20 июля 1996 (20.07.96)	1-2

последующие документы указаны в продолжении графы С. данные о патентах-аналогах указаны в приложении

* Особые категории ссылочных документов:	
"А" документ, определяющий общий уровень техники	"Т" более поздний документ, опубликованный после даты приоритета и приведенный для понимания изобретения
"Е" более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее	"Х" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска, порочащий новизну и изобретательский уровень
"О" документ, относящийся к устному раскрытию, экспонированию и т.д.	"У" документ, порочащий изобретательский уровень в сочетании с одним или несколькими документами той же категории
"Р" документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета	"&" документ, являющийся патентом-аналогом
Дата действительного завершения международного поиска 13 марта 1997 (13.03.97)	Дата отправки настоящего отчета о международном поиске 17 марта 1997 (17.03.97)
Наименование и адрес Международного поискового органа: Всероссийский научно-исследовательский институт государственной патентной экспертизы, Россия, 121858, Москва, Бережковская наб., 30-1 Факс: 243-3337, телетайп: 114818 ПОДАЧА	Уполномоченное лицо: А.Аверьянов Телефон №: (095)240-5888

МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРом О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (PCT)

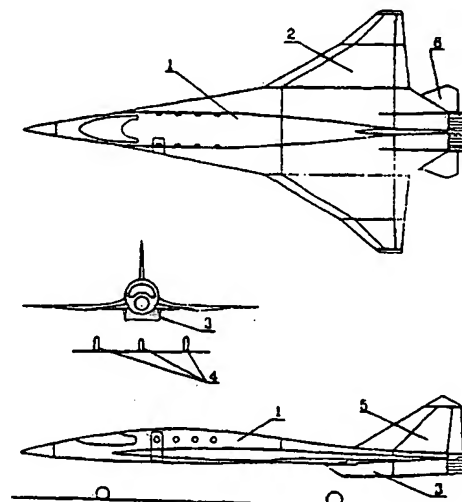
(51) Международная классификация изобретения 6: B64C 30/00, 3/10	A1	(11) Номер международной публикации: WO 98/30444 (43) Дата международной публикации: 16 июля 1998 (16.07.98)
(21) Номер международной заявки: PCT/RU97/00001 (22) Дата международной подачи: 8 января 1997 (08.01.97) (71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): ЙЕЛСТАУН КОРПОРЕЙШН Н.В. (NL/NL); de Ruyterkade 58A, Curacao (NL) [YALESTOWN CORPORATION N.V., Curacao (NL)]. (72) Изобретатели; и (75) Изобретатели / Заявители (только для US): КА-ЖАН Вячеслав Геннадьевич [RU/RU]; 140160, Жуковский, Московской обл., ул. Федотова, д. 3, кв. 172 (RU) [KAZHAN, Vyacheslav Gennadievich, Zhukovsky (RU)]. ДУНАЕВСКИЙ Андрей Игоревич [RU/RU]; 140160, Жуковский, Московской обл., ул. Лацкова, д. 4, корп. 2, кв. 91 (RU) [DUNAEVSKY, Andrei Igorevich, Zhukovsky (RU)].		(74) Агент: СУХОРОСОВ Сергей Юрьевич; 103104, Москва, Центр, а/я 19 (RU) [SUKHOROSOV, Sergei Jurievich, Moscow (RU)]. (81) Указанные государства: AL, AM, AT, AU, AZ, BB, BG, BR, BY, CA, CH, CN, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, GB, GE, HU, IL, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MD, MG, MK, MN, MW, MX, NO, NZ, PL, PT, RO, RU, SD, SE, SG, SI, SK, TJ, TM, TR, TT, UA, UG, US, UZ, VN, евразийский патент (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE), патент ARIPO (KE, LS, MW, SD, SZ, UG), патент OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, ML, MR, NE, SN, TD, TG). Опубликовано С отчетом о международном поиске.

(54) Title: SUPERSONIC AIRCRAFT

(54) Название изобретения: СВЕРХЗВУКОВОЙ САМОЛЁТ

(57) Abstract

The invention relates essentially to long-haul business aircraft, designed to be used for business trips by heads of state, municipal bodies, large companies, business people and so on, as well as for the urgent delivery of light cargo, with the intent to save substantial amounts of time, in all circumstances, compared with other forms of transport. The essence of the invention consists in a supersonic business aircraft whose aerodynamic design results in a lighter aircraft structure, and the attainment of high performance levels during cruising; the aircraft can also employ the same aerodromes used by subsonic craft. The fuselage is integrated with the wing system, and the middle frame section is substantially round. The engines are disposed in a single engine nacelle, which is integrated with the tail section of the fuselage; the fuselage does not extend beyond the engine nozzle. The vents are located under the wing section, and their forward edges disposed at a distance of 0.6...0.8 of the length of the fuselage commencing from its nose. The lower surface of the nacelle is more or less equidistant from the lower surface of the wing, and the transverse surfaces are disposed parallel to the aircraft's plane of symmetry. Each half-wing comprises three portions; the relative spans of the root and intervening wing portions are fractions of half the wing span, and have values of 0.2...0.35 respectively at the points of fracture. The sweep angles at the forward edge, commencing with the leading edge of the wing, are 70°-82° for the root portion, 55°-65° for the intervening portion, and 35°-55° for the end portion. The sweep of the rear edge of the end and root portions is nearly nil, and the value of the root wing span is 0.8...1.0 of the length of the fuselage. The flying time of the aircraft over a distance of 6000 km does not exceed 4 hours, and operating costs are comparable to those of subsonic craft. The aircraft can take off and land from the same aerodromes as subsonic models.



Изобретение относится преимущественно к административным (деловым) самолетам большой дальности, предназначенным для совершения деловых поездок руководителями государств, муниципальных органов, крупных предприятий, бизнесменами и т.д., а также для экстренной доставки небольших грузов с целью экономии времени во всех случаях, по сравнению с использованием других транспортных средств.

Сущностью изобретения является сверхзвуковой административный самолет с аэродинамической компоновкой, обеспечивающей снижение веса конструкции самолета, достижение высоких характеристик как в крейсерском полете, так и возможности эксплуатации с аэродромов, используемых для базирования дозвуковых аналогов. Фюзеляж самолета интегрирован с крылом, форма его миделевого сечения близка к круглой, двигатели размещены в единой мотогондоле, интегрированной с хвостовой частью фюзеляжа, при этом фюзеляж не выступает за сопла двигателей, воздухозаборники расположены под крылом и их передние кромки находятся на расстоянии 0,6...0,8 длины фюзеляжа, отсчитывая от его носка, нижняя поверхность мотогондолы практически эквидистантна нижней поверхности крыла, а боковые поверхности выполнены параллельными плоскости симметрии самолета, каждая половина крыла выполнена из трех секций, причем относительные размахи корневой и промежуточной секций крыла в долях полуразмаха крыла в точках излома составляют значения 0,2...0,35 и 0,6...0,75 соответственно, углы стреловидности по передней кромке, начиная от носика крыла, составляют 70°-82° для корневой секции, 55°-65° для промежуточной секции и 35°-55° для концевой секции, стреловидности задних кромок концевой и корневой секций близки к нулевым, а величина корневой хорды крыла составляет значение 0,8...1,0 длины фюзеляжа.

Полетное время самолета при полете на расстояние 6000 км не превысит 4 часов, затраты на эксплуатацию будут находиться на уровне дозвуковых аналогов, а для взлета и посадки могут использоваться те же аэродромы.

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FI	Финляндия	MR	Мавритания
AU	Австралия	FR	Франция	MW	Малави
BB	Барбадос	GA	Габон	NE	Нигер
BE	Бельгия	GB	Великобритания	NL	Нидерланды
BF	Буркина Фасо	GN	Гвинея	NO	Норвегия
BG	Болгария	GR	Греция	NZ	Новая Зеландия
BJ	Бенин	HU	Венгрия	PL	Польша
BR	Бразилия	IE	Ирландия	PT	Португалия
CA	Канада	IT	Италия	RO	Румыния
CF	Центральноафриканская Республика	JP	Япония	RU	Российская Федерация
BY	Беларусь	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SD	Судан
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SE	Швеция
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SI	Словения
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SK	Словакия
CM	Камерун	LK	Шри-Ланка	SN	Сенегал
CN	Китай	LU	Люксембург	TD	Чад
CS	Чехословакия	LV	Латвия	TC	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Малагастар	US	Соединенные Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	UZ	Узбекистан
ES	Испания	MN	Монголия	VN	Вьетнам